

УДК 621.455.32

С. Н. КУЛАГИН

*Институт технической механики НАН Украины и ГКА Украины, Днепр, Украина***ЗОНДОВЫЕ И СПЕКТРАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МАЛОМОЩНОГО ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ХОЛЛОВСКОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Работа посвящена исследованию мало мощного холловского двигателя. Обоснована актуальность разработки и повышения интегральных характеристик холловских двигателей мощностью до 0,3 кВт. Рассмотрены основные направления исследования ХД малой мощности. На базе разработанного двигателя ИТМ-31 проведено исследование распределения параметров плазмы в разрядном канале, а также методом оптической спектроскопии исследован износ разрядной камеры. Представлены схемы экспериментов и описание оборудования. Представлены критерии и методика подбора спектральных линий для оценки скорости эрозии изоляторов разрядной камеры. Приведена математическая модель обработки экспериментальных данных спектра излучения плазменного факела двигателя. Приведены результаты спектроскопических исследований скорости эрозии разрядной камеры при различных режимах работы мало мощного холловского двигателя.

Ключевые слова: холловский плазменный двигатель, зондовая диагностика плазмы, спектр излучения.

Постановка проблемы и ее связь с научными и практическими задачами

Холловские двигатели (ХД) – класс электроракетных плазменных двигателей малой тяги. ХД активно применяются в системах коррекции и стабилизации орбит на космических аппаратах различного назначения. Основным сегмент, в котором задействованы ХД – геостационарные спутники связи. Обусловлено это тем, что именно для них эффективным с экономических и технических точек зрения является использование ХД. Применяемые ХД (уровень потребляемой электрической мощности $\approx 1 - 3$ кВт) имеют достаточно высокие интегральные характеристики: КПД 50 – 60%, удельный импульс 18000 – 22000 м/с, ресурс 5000 - 10000 часов.

Современные тенденции развития космической техники и технологий – миниатюризация, модульность, экономичность. Задачи, которые ранее возлагались на большие космические аппараты, массой 1 – 3 тонны, теперь могут решаться с помощью мини и микро спутников массой 100 – 500 кг. Однако необходимость коррекции их орбиты не исчезла. Особенность в том, что спутники меньшей массы обладают меньшей энергооборуженностью, поэтому и применяемые двигатели должны потреблять меньше электроэнергии 0,1 – 0,3 кВт.

Существуют различные по потребляемой электрической мощности ХД – от 0,05 кВт до 100 кВт. Однако мало мощные ХД существенно уступают по своим характеристикам перед более мощными двигателями. КПД мало мощных ХД в 2 – 3 раза мень-

ше, и составляет 20 – 30%, удельный импульс находится в диапазоне, 9000 – 12000 м/с, ресурс же составляет не более 1500 – 2000 часов. Низкие характеристики мало мощных ХД обусловили сильную конкуренцию со стороны химических и электронагревных двигателей.

Причиной низких интегральных характеристик мало мощных ХД является сложность формирования оптимального магнитного поля в разрядной камере (РК) двигателя по причине малых размеров самих двигателей. Можно было бы использовать большие двигатели на режимах с низкой потребляемой мощностью, однако высокие интегральные характеристики обеспечиваются только на режиме, на который рассчитан двигатель. Это в частности обусловило однорежимную эксплуатацию ХД.

Результаты последних исследований мало мощных ХД, а также высокий уровень наработок по ХД как по классу двигателей, показывают тенденции к повышению интегральных характеристик мало мощных ХД, что стимулирует высокий интерес к продолжению исследования режимов работы мало мощных ХД, физических процессов в РК и т.д.

Анализ последних исследований и публикаций

Все последние исследования мало мощных ХД можно условно разделить на три группы:

1. Разработка новых схем двигателей.

В работе [1] приведены результаты разработки мало мощного ХД семейства АТОН (двигатель α -40).

Результаты исследования его характеристик показали существенный прирост интегральных характеристик по сравнению с существующими аналогами. На мощности 200 Вт был получен тяговый КПД 44%, удельный импульс 14100 м/с, а прогноз ресурса свидетельствует о не менее чем 2500 часов работы.

2. Совершенствование существующих моделей ХД.

В работе [2] проведена модернизация существующего двигателя НТ100. Магнитная система была изменена согласно концепции «магнитного экранирования» стенок РК. 360ти часовые испытания продемонстрировали практически полное отсутствие эрозии. Сделанный авторами прогноз ресурса составляет порядка 6000 часов.

В работе [3] авторы также оптимизировали магнитную систему двигателя. На мощности 220 Вт удалось увеличить ресурс двигателя с 2500 до 5000 часов. Однако удельный импульс и КПД двигателя остались на умеренном уровне 9300 м/с и 29 % соответственно.

3. Исследование особенностей работы маломощных двигателей.

В целом, исследования, что проводились для мощных двигателей, переносятся и на маломощные ХД. Так, в работах [4, 5] методами зондовой диагностики исследуются физические процессы внутри РК и в струе двигателя. Исследуется влияние материалов стенок РК [6], влияние типа рабочего тела [2], исследуются высоковольтные режимы работы [7]. При своих исследованиях авторы стремятся выделить особенности протекания физических процессов именно для маломощных ХД.

Цели и задачи исследований

Целью исследования, является проведение зондовых и спектрометрических измерений в маломощном ХД для выявления особенностей протекания физических процессов.

Задачами являются:

1) Проведение зондовых измерений в РК двигателя, расчет параметров плазмы в РК двигателя и выявление особенностей формирования ускоряющего слоя.

2) Проведение спектрометрических исследований в струе двигателя, исследование влияния режимов работы на скорость эрозии стенок РК.

Экспериментальное оборудование

Холловский двигатель малой мощности ИТМ–31 [8] разработан в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и

Государственного космического агентства Украины. Назначение двигателя – коррекция орбиты космических аппаратов. Номинальные характеристики:

- разрядное напряжение – 200 В;
- ток разряда – 0,5 А;
- тяговый КПД – 28%;
- тяга – 5 мН ± 3 %;
- удельный импульс – 11000 м/с;
- огневой ресурс – 1250 часов;
- рабочее тело – ксенон.

Вакуумный стенд (камера диаметром 0,5 м и длиной 0,8 м) оснащенный высоковакуумным агрегатом ВА-8 и контрольно-измерительной аппаратурой. При максимальном расходе ксенона 1,5 мг/с. рабочее давление в вакуумной камере не превышало $2 \cdot 10^{-3}$ торр.

Зондовая диагностика включала в себя одиночный зонд с системой зондовых измерений [9], координатное устройство для перемещения зонда. Зондовые вольт-амперные характеристики записывались с помощью осциллографа RIGOL DS5022M. Зонд вводился в РК со стороны анода и перемещался вдоль срединной поверхности РК.

Спектрометрический комплекс. Современное состояние спектрометрических методов исследования плазмы позволяет изучать элементный и химический состав плазмы, устанавливать характер и степень возбуждения плазмы, определять скорость движения возбужденных атомов и ионов плазмы и т.д. Вся информация о состоянии и характеристики плазмы, при спектрометрических исследованиях, получают из контролируемых спектров излучения. Под спектроскопическими исследованиями подразумевают качественный, полуколичественный и количественный анализы, которые требуют соответствующего оборудования и его подготовки к исследованиям. В случае качественного анализа определяется химический состав спектра, составляющий исследуемый объект. Количественный анализ подразумевает определение концентрации элементов, входящих в состав исследуемого объекта.

Структурная схема спектрометрических исследований плазменного факела ЭРД представлена на рис. 1. Излучение плазмы (1) через фокусирующую линзу (2) и разъем (3) собирается на оптоволоконный кабель (4). Волокно передает сигнал на оптоэлектронное преобразующее устройство (5). Прибор (5) включает в себя диспергирующий элемент (призму) (6) и детектор (7). Детектор (7) представляет собой CCD линейку, которая преобразует поток фотонов в электрический сигнал, передаваемый на компьютер. Программное обеспечение спектрометра автоматически производит первичную обработку регистрируемого сигнала путем преобразования электрического сигнала в зависимость интенсивно-

стей спектральных линий от длины волны.

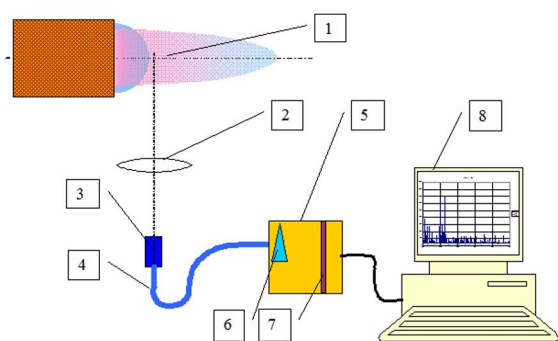


Рис. 1. Структурная схема измерений спектра излучения ХД методом ОЭС: 1 – плазменная струя; 2 – фокусирующая линза; 3 – разъем; 4 – оптический кабель; 5 – спектрометр; 6 – призма; 7 – детектор; 8 – компьютер

Результаты исследований

Зондовые измерения

Зондовые характеристики обрабатывались графически по стандартной методике [10]. На рис. 2 схематически приведена вольт-амперная характеристика одиночного зонда.

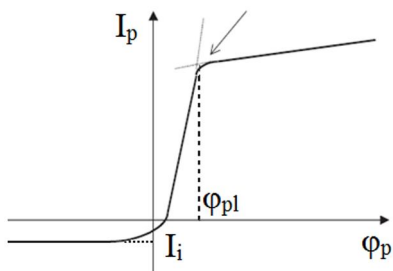


Рис. 2. Вид вольт-амперной характеристики одиночного зонда

Обработка зондовых характеристик велась в следующей последовательности:

1. определение ионного тока насыщения I_i ;
2. определение зависимости электронного тока от потенциала зонда I_e путем вычитания ионного тока насыщения I_i из суммарного зондового тока I_p :

$$I_e(\phi_p) = I_p(\phi_p) - I_i; \quad (1)$$

3. построение зависимости электронного тока от напряжения зонда в полулогарифмическом масштабе, выделение прямолинейных участков и оценка значений электронной температуры по формуле:

$$T_e = \frac{e}{k} \left(\frac{d \ln I_e}{d \phi_p} \right)^{-1}, \quad (2)$$

где e – заряд электрона, Кл;

k – постоянная Больцмана, Дж/К;

I_e – электронный ток, А;

ϕ_p – потенциал зонда, В;

4. определение потенциала плазмы, как точки излома на графике $I_e(\phi_p)$;

5. расчет концентрации ионов n_i по формуле Бома:

$$n_i = \frac{J_i}{0,4 \cdot e \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k \cdot T_e}{m_i}}}, \quad (3)$$

где J_i – плотность ионного тока на зонд, А/м².

На рис. 3 приведено распределение потенциала плазмы ϕ_{pl} вдоль срединной поверхности РК, определенное по измеренным зондовым характеристикам на следующем режиме работы – разрядное напряжение 200 В, массовый расход газа 0,31 мг/с. По распределению видно, что основное падение потенциала сосредоточено в области близ плоскости среза РК (13 мм). Протяженность ускоряющего слоя составляет 5 мм. Падение потенциала за срезом незначительно – $\approx 15\%$ от всего ускоряющего напряжения.

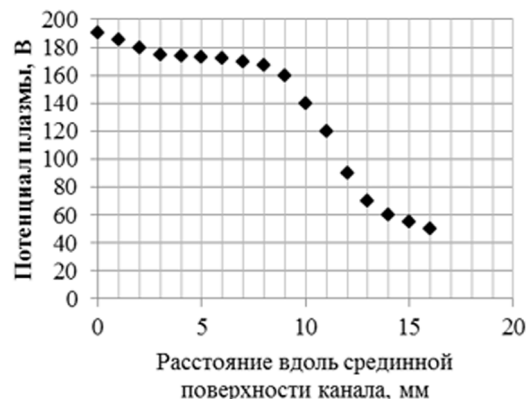


Рис. 3. Распределение ϕ_{pl}

На рис. 4 приведено распределение температуры электронов.

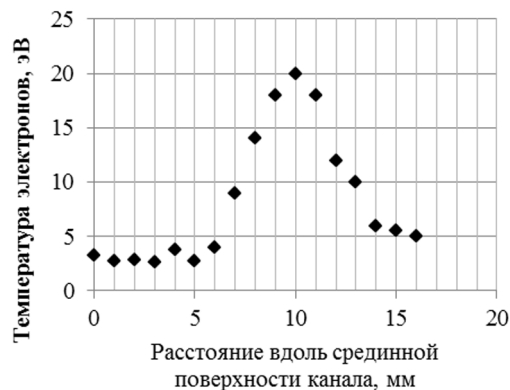


Рис. 4. Распределение T_e

Сопоставляя распределение $\varphi_{р1}$ и распределение T_e можно заметить, что максимум T_e наблюдается в области основного падения $\varphi_{р1}$.

На рис. 5 приведено расчетное распределение концентрации ионов n_i .

Как распределение T_e , так и распределение n_i имеют колоколообразный вид, а максимальные значения расположены в начале ускоряющего слоя.

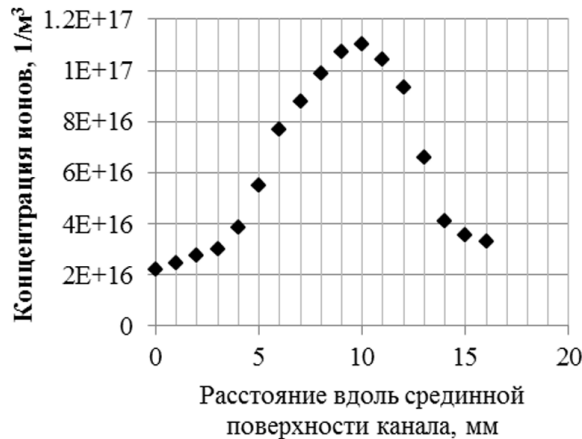


Рис. 5. Распределение n_i

Спектрометрические измерения

Для получения информации о скорости эрозии стенок РК ХД по спектрам излучения использована математическая модель, разработанная на базе актинометрической гипотезы (АГ) и корональной модели (КМ) [11]. Согласно АГ и КМ скорость эрозии керамического изолятора АБН определяется выражением [12]:

$$E_{г} = \frac{I_{Al} \cdot I_{Xe}}{I_{Xe+}} \quad (1)$$

В плазме ХД присутствует широкий ряд спектральных линий частиц разного возбужденного состояния. Выбор линий анализа алюминия и опорных линий ксенона был произведен в рамках условий налагаемых АГ [13]. Отбираются линии перехода, между уровнями которых осуществляются с сопоставимыми значениями энергий; коэффициенты скоростей возбуждения уровней должны пропорционально изменяться в условиях изменений параметров разряда; выбираются спектральные линии высокой оптической чувствительности.

Для нейтрального ксенона Хе I регистрировалось излучение перехода $5p^5(2P^0_{3/2})-5p^5(2P^0_{3/2})6r$ с

начальным уровнем энергии 9,93 эВ и конечным 8,44 эВ на длине волны 828,01 нм. Начальный уровень рассматриваемого перехода заселяется электронным возбуждением с основного состояния.

Для ионов ксенона Хе II регистрировалось излучение перехода $5p^4(2D^0_{3/2})-5p^5(2P^0_{3/2})6r$ с начального уровня 14,10 эВ на конечный 11,54 эВ на длине волны 484,43 нм. Верхний уровень перехода в основном заселяется двумя метастабильными ионами ксенона: $5d^4D_{7/2}$ и $5d^4F_{7/2}$. Линия обладает высокой оптической чувствительностью и ярко выражена в спектре ХД.

В видимом диапазоне спектра ХД присутствуют две линии излучения алюминия Al близкие к переходу $3s^23p-3s^24s$ с уровнем энергии 3,14 эВ. Первая линия на длине волны 394,40 нм перекрывается линией иона ксенона 394,36 нм. Таким образом, она не пригодна для анализа. В процессе расшифровки спектра была найдена квазирезонансная линия алюминия малой амплитуды с длиной волны 396,15 нм. Уровень возбуждения алюминия 396,15 нм заселяется электронным переходом с его основного состояния $2P^0_{1/2}$, что делает линию пригодной для проведения количественного анализа.

Согласно приведенным критериям для анализа скорости эрозии ХД с керамикой АБН были отобраны следующие линии: Хе I с длиной волны 828,01 нм, Хе II с длиной волны 484,43 нм и Al I с длиной волны 396,152 нм. Окончательное выражение для оценки скорости эрозии методом ОЭС:

$$E_{г} = \frac{I_{Al}^{396} \cdot I_{Xe}^{828}}{I_{Xe+}^{484}} \quad (2)$$

Зарегистрированный спектр ХД видимого диапазона представлен на рис. 4. Режим работы двигателя при измерениях: анодный массовый расход – 0,25 мг/с; ток катушки намагничивания – 1,7 А; разрядное напряжение – 300 В. Как видно по рис. 6 линии ксенона имеют относительно высокую интенсивность, следовательно, их регистрация не вызывает затруднений при времени выдержки порядка нескольких миллисекунд. По причине относительно низкой скорости распыления керамического изолятора, которая для рассматриваемого ХД составляет 0,5 мг/час, интенсивности линий алюминия на порядок ниже, чем ксенона. Для регистрации спектральных линий алюминия подобрано время выдержки, которое составляет 30 с.

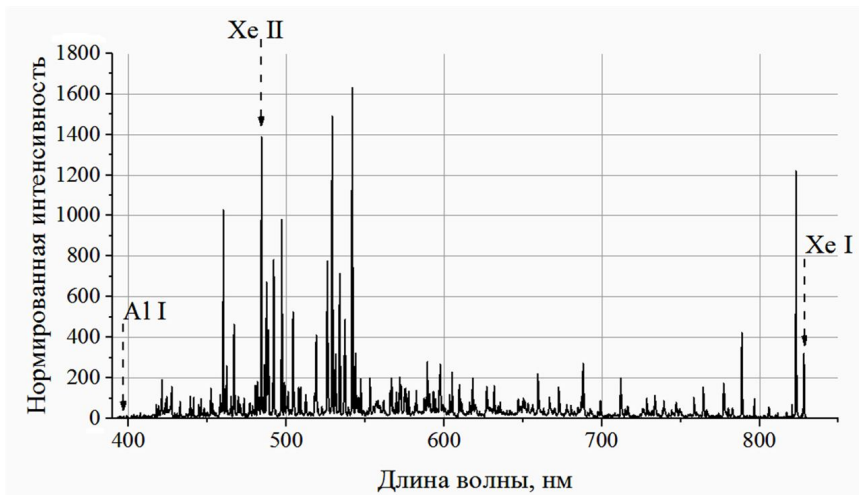


Рис. 6. Спектр ХД в диапазоне 390-850 нм

Для исследуемого ХД была проведена серия испытаний по определению влияния режима работы на эрозионные характеристики. Измерения проводились при разрядном напряжении от 200 В до 300 В с шагом 20 В. Результаты представлены на рис. 7.

Результаты спектроскопических исследований показали, что для рассматриваемого типа двигателя с керамическим изолятором из материала АБН при режимах работы в диапазоне разрядного напряжения от 220 В до 260 В интегральный износ с поверхности РК практически не изменяется.

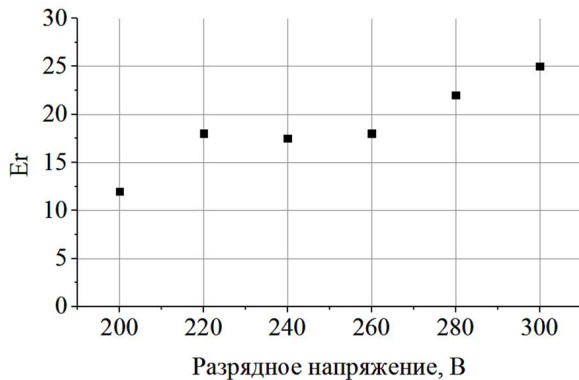


Рис. 7. Зависимость скорости эрозии РК ХД от напряжения разряда

При разрядных напряжениях ниже 220 В износ РК снижается на 30 %, а при увеличении до 300 В возрастает практически на 30 %.

Выводы

Зондовые исследования. Измерены параметры плазмы в разрядном канале ХД. Обнаружены следующие особенности формирования ускоряющего слоя:

- основное падение электрического потенциала

сосредоточено в выходной части РК;

- падение электрического потенциала за срезом РК составляет не более 15 от всего ускоряющего напряжения;

- распределения температуры электронов и концентрации имеют колоколообразный вид;

- максимальные значения температуры электронов и концентрации ионов сосредоточены в начальной части ускоряющего слоя.

Спектроскопические исследования. Показано, что при помощи метода ОЭС возможно произвести оценку износ РК ХД непосредственно при проведении испытаний при различных режимах работы двигателя. По результатам спектроскопических исследований получена зависимость износа РК от параметров разряда испытываемого типа ХД. Анализ экспериментально-расчетных данных показал, что при возрастании разрядного напряжения до 220 В скорость эрозии увеличивается. В диапазоне от 220 В до 260 В эрозия керамических вставок не претерпевает изменений. При разряде свыше 260 В износ изоляторов линейно возрастает.

Литература

1. Стационарный плазменный двигатель малой мощности [Электронный ресурс] / А. И. Бугрова [и др.] // Наука и образование – 2013. – № 10. DOI: 10.7463/1013.0640392.

2. Magnetically Shielded HT100 Experimental Campaign [Электронный ресурс] / С. Ducci, T. Misuri, S. Gregucci, D. Pedrini, K. Dannenmayer // Proc. of the 35th IEPC, Georgia, USA. – 2017. 8 p. URL: https://iepc2017.org/sites/default/files/speaker-papers/iepc-2017-372_-_magnetically_shielded_ht100_experimental_campaign.pdf. – 22.08.2017 г.

3. Development of a Long-Life Low-Power Hall Thruster [Электронный ресурс] / P. Saevets, D. Se-

menenko, R. Albertoni, G. Scremin // *Proc. of the 35th IEPC, Georgia, USA. – 2017. 11 p. URL: https://iepc2017.org/sites/default/files/speaker-papers/iepc-2017-38_0.pdf. – 22.08.2017 г.*

4. Loyan, A. V. *Performance investigation of SPT-20M Low Power Hall Thruster [Электронный ресурс] / A. V. Loyan, T. A. Maksymenko // Proc. of the 30th IEPC, Florence, Italy. – 2007. – 14 p. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2007/index/IEPC-2007-100.pdf. – 22.08.2017 г.*

5. Beala, B. E. *Plasma properties downstream of a low-power Hall thruster [Текст] / B. E. Beala, A. D. Gallimore, W. A. Hargus Jr. // Physics of Plasmas. – 2005. – Vol. 12, № 12. – P. 1-9.*

6. Loyan, A. V. *Investigations of Discharge Chamber Material Influence on Small Hall Thruster Parameters [Электронный ресурс] / A. V. Loyan, T. A. Maksymenko // Proc. of the 33rd IEPC, Washington, D.C., USA. – 2013. – 6 p. URL: <http://www.iepc2013.org/get?id=381>. – 01.08.2017 г.*

7. *Investigations of Low Power Hall Thruster SPT-20M on Increased Voltage Mode [Электронный ресурс] / A. V. Loyan, T. A. Maksymenko, N. N. Koshelev, O. P. Rybalov // Proc. of the 32nd IEPC, Wiesbaden, Germany. – 2011. – 7 p. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2011/index/IEPC-2011-117.pdf. – 01.08.2017 г.*

8. Кулагин, С. Н. *Характеристики электрореактивного двигателя холловского типа для коррекции орбиты микроспутников [Текст] / С. Н. Кулагин // Техн. механика. – 2014. – № 1. – С. 105–110.*

9. Кулагин, С. Н. *Локальные характеристики плазмы и уровень колебаний электромагнитного поля в холловском двигателе при изменении проводимости стенок разрядной камеры [Текст] / С. Н. Кулагин, А. В. Дробот, Л. Г. Дубовик // Вестник двигателестроения. – 2009. – № 1. – С. 28–31.*

10. Алексеев, Б. В. *Зондовый метод диагностики плазмы [Текст] / Б. В. Алексеев, В. А. Котельников. – М.: Энергоатомиздат, 1988. – 239 с.*

11. Pagnon, D. *QCM and OES: two ways used to study simultaneously HET thruster chamber ceramic erosion. Frist QCM results on PPS-100-ML validate previous OES measurements [Электронный ресурс] / D. Pagnon, L. Balika, S. Pellerin // Proc. of the 31st IEPC, Ann Arbor, MI, USA. – 2009. – 6 p. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2009/index/IEPC-2009-118.pdf. – 01.08.2017 г.*

12. Горшков, О. А. *Холловские ионные двигатели для космических аппаратов [Текст] / О. А. Горшков, В. А. Муравлев, А. А. Шагайда. – М.: Машиностроение, 2008. – 279 с.*

13. Лоян, А. В. *Экспериментальные исследования ресурсных характеристик МСПД [Текст] / А. В. Лоян, Т. А. Максименко, В. А. Подгорный // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 9(56). – С. 44 – 47.*

References

1. Bugrova, A. I., Bugrov, G. E., Davydov, V. A., Desyatskov, A. V., Kozintseva, M. V., Safronov, A. A., Smirnov, P. G., Kharchevnikov, V. K., Shaposhnikov, M. I., Pil'nikov, A. V., *Stacionarnyi plazmenniy dvigatel' maloi moshchnosti [Low power stationary plasma thruster]. Nauka i obrazovanie, 2013, no. 10, pp. 159–176.*

2. Ducci, C., Misuri, T., Gregucci, S., Pedrini, D., Dannenmayer, K. *Magnetically Shielded HT100 Experimental Campaign. Proc. of the 35th IEPC, 2017, Atlanta, Georgia, USA, IEPC-2017-372, 8 p.*

3. Saevets, P., Semenenko, D., Albertoni, R., Scremin G. *Development of a Long-Life Low-Power Hall Thruster. Proc. of the 35th IEPC, Atlanta, Georgia, USA, 2017, IEPC-2017-38, 11 p.*

4. Loyan, A. V., Maksymenko, T. A., *Performance investigation of SPT-20M Low Power Hall Thruster Proc. of the 30th IEPC, Florence, Italy, 2007, IEPC-2007-100, 14 p.*

5. Beala, B. E., Gallimore, A. D., Hargus Jr., W. A. *Plasma properties downstream of a low-power Hall thruster. Physics of Plasmas, 2005, vol. 12, no. 12, pp. 1–9.*

6. Loyan, A. V., Maksymenko, T. A. *Investigations of Discharge Chamber Material Influence on Small Hall Thruster Parameters. Proc. of the 33rd IEPC, Washington, D. C., USA, 2013, IEPC-2011-117, 6 p.*

7. Loyan, A. V., Maksymenko, T. A., Koshelev, N. N., Rybalov, O. P. *Investigations of Low Power Hall Thruster SPT-20M on Increased Voltage Mode. Proc. of the 32nd IEPC, Wiesbaden, Germany, 2011, IEPC-2011-117, 7 p.*

8. Kulagin, S. N. *Kharakteristiki elektroreaktivnogo dvigatelya khollovskogo tipa dlya korrektsii orbity mikrosputnikov [Characteristics of Hall effect thruster for microsatellite orbit correction]. Tekhn. Mekhanika, 2014, № 1, pp. 105–110.*

9. Kulagin, S. N., Drobot, A. V., Dubovik L. G. *Lo-kal'nye kharakteristiki plazmy i uroven' kolebanii elektromagnitnogo polya v khollovskom dvigatele pri izmenenii provodimosti stenok razryadnoi kamery [Local plasma characteristics and electromagnetic oscillation level in Hall effect thruster with different discharge wall chamber conductance]. Vestnik dvigatelestroeniya, 2009, no. 1, pp. 28–31.*

10. Alekseev, B. V., Kotel'nikov, V. A. *Zondovyi metod diagnostiki plazmy [Probe method of plasma diagnostics]. Moscow, Energoatomizdat, 1988, 239 p.*

11. Pagnon, D., Balika, S., Pellerin, S. *QCM and OES: two ways used to study simultaneously HET thruster chamber ceramic erosion. Frist QCM results on PPS-100-ML validate previous OES measurements. Proc. of the 31st IEPC, Ann Arbor, MI, USA, 2009, IEPC-2009-118, 6 p.*

12. Gorshkov, O. A., Muravlev, V. A., Shagaida, A. A. *Khollovskie ionnye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov [Hall and ion electric propulsion for spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008. 280 p.*

13. Loyan, A. V., Maksimenko, T. A., Podgorni, V. A. Eksperimental'nye issledovaniya resursnykh kharakteristik MSPD [Experimental investigation of the MSPT lifetime characteristics]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2008, no. 9(56), pp. 44-47.

Поступила в редакцію 5.09.2017, рассмотрена на редколлегии 14.09.2017

ЗОНДОВІ ТА СПЕКТРАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ МАЛОПОТУЖНОГО ЕЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ХОЛЛОВСЬКОГО ДВИГУНА

С. М. Кулагін

Робота присвячена дослідженню малопотужного холловського двигуна. Обґрунтовано актуальність розробки та підвищення інтегральних характеристик холловських двигунів потужністю до 0,3 кВт. Розглянуто основні напрямки дослідження холловських двигунів малої потужності. На базі розробленого двигуна ITM-31 проведено дослідження розподілу параметрів плазми в розрядному каналі, а також методом оптичної спектроскопії досліджено ерозію розрядної камери. Представлено схеми експериментів і опис обладнання. Представлено критерії та методика підбору спектральних ліній для оцінки швидкості ерозії ізоляторів розрядної камери. Наведено математичну модель обробки експериментальних даних спектра випромінювання плазмового факела двигуна. Наведено результати спектроскопічних досліджень швидкості ерозії розрядної камери при різних режимах роботи малопотужного холловського двигуна.

Ключові слова: холловський плазмовий двигун, зондова діагностика плазми, спектр випромінювання.

PROBE AND SPECTRAL INVESTIGATIONS OF ELECTRIC PROPULSION HALL EFFECT THRUSTER

S. N. Kulagin

The work is devoted to the study of a low-power Hall Effect Thruster. The currency of developing and increasing of integral characteristics of Hall Effect Thruster with power consumption less 0,3 kW is substantiated. The main directions of low-power Hall Effect Thruster investigation are considered. The analysis of latest investigations and studies of low-power Hall Effect Thruster showed the existence of three main directions - development of fundamentally new schemes, improvement of existing models, as well as works on study of physical processes features in Hall Effect Thruster with power consumption up to 0,3 kW.

Using developed Hall Effect Thruster ITM-31, distribution of plasma parameters in the discharge channel has been studied by probe diagnostic, and the wear of the discharge chamber walls has been studied by optical spectroscopy. Thruster characteristics are given. Investigations were carried out in a vacuum chamber 0,5 m in diameter and 0,8 m in length. The pumping was carried out by a diffusion pumps. At a maximum xenon consumption rate 1,5 mg/s, the working pressure in the vacuum chamber did not exceed $2 \cdot 10^{-3}$ Torr. Probe measurements were performed using a single probe; probe was inserted into the discharge channel from the anode side. Calculation of plasma parameters was carried out graphically. The temperature and concentration of charged particles are calculated, and the electric potential distribution is obtained. Conclusions are made about the properties of the accelerating layer.

It is shown that one of the non-intrusive methods of diagnostics is the method of optical emission spectroscopy (OES). With the help of this method it is possible to provide plasma parameters investigation and characteristics of the construction wear during the thruster testing at different regimes of operation and on each stage of thruster lifetime. For the spectroscopic investigation of the Hall Effect Thruster discharge chamber walls wear the scheme of the experiment and the equipment description is presented. For the estimation of the discharge chamber insulators erosion rate the spectral lines criteria and method of wavelengths selection is presented. Mathematical model of the thruster plasma plume experimental emission spectral data processing is described that was developed on the basis of actinometry hypothesis and corona model. Results of the spectroscopic investigation of the discharge chamber erosion rate at different thruster operational regimes are presented. From experimental and theoretical model the dependence of the discharge chamber insulators erosion rate from the discharge voltage was processed.

Keywords: Hall Effect Thruster thruster, plasma probe diagnostic, plasma emission spectrum.

Кулагін Сергей Николаевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., Інститут технічної механіки НАН України і ГКА України, Дніпр, Україна, e-mail: Kulagin.SN@ukr.net.

Kulagin Sergei Nikolaevich – Ph.D., senior staff scientist, Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine Dnepr, Ukraine, e-mail: Kulagin.SN@ukr.net